

27 Apr 2005

PA 1308435

**THE UNITED STATES OF AMERICA****TO ALL TO WHOM THESE PRESENTS SHALL COME:****UNITED STATES DEPARTMENT OF COMMERCE****United States Patent and Trademark Office****April 19, 2005**

**THIS IS TO CERTIFY THAT ANNEXED HERETO IS A TRUE COPY FROM  
THE RECORDS OF THE UNITED STATES PATENT AND TRADEMARK  
OFFICE OF THOSE PAPERS OF THE BELOW IDENTIFIED PATENT  
APPLICATION THAT MET THE REQUIREMENTS TO BE GRANTED A  
FILING DATE UNDER 35 USC 111.**

**APPLICATION NUMBER: 60/600,105****FILING DATE: August 09, 2004**

**By Authority of the  
COMMISSIONER OF PATENTS AND TRADEMARKS**



**P. SWAIN  
Certifying Officer**

**BEST AVAILABLE COPY**

Under the Paperwork Reduction Act of 1995, no persons are required to respond to a collection of information unless it displays a valid OMB control number.

**PROVISIONAL APPLICATION FOR PATENT COVER SHEET**  
This is a request for filing a PROVISIONAL APPLICATION FOR PATENT under 37 CFR 1.53(c).

Express Mail Label No. EL 570 212 195 US

**INVENTOR(S)**

Given Name (first and middle [if any])	Family Name or Surname	Residence (City and either State or Foreign Country)
Rainer	MUELLER	Rosengarten 21224, Germany

☒ Additional inventors are being named on the 2nd separately numbered sheets attached hereto

**TITLE OF THE INVENTION (500 characters max)**

Aircraft Body

Direct all Correspondence to:

**CORRESPONDENCE ADDRESS**

☒ Customer Number

24126

Type Customer Number here

Place Customer Number  
Bar Code Label here

☒ Firm or  
Individual Name

Wesley W. Whitmyer, Jr.

Address

ST.ONGE STEWARD JOHNSTON & REENS, LLC

Address

986 Bedford Street

City

Stamford

State

Connecticut

Zip

06905-5619

Country

United States

Telephone

203 324-6155

Fax

203 327-1096

**ENCLOSED APPLICATION PARTS (check all that apply)**

☒ Specification Number of Pages

7

☐ CD(s), Number

☒ Drawing(s) Number of Sheets

1

☒ Other (specify)

Claims/Abstract - 3 Sheets

☒ Application Data Sheet. See 37 CFR 1.76

**METHOD OF PAYMENT OF FILING FEES FOR THIS PROVISIONAL APPLICATION FOR PATENT**

☐ Applicant claims small entity status. See 37CFR 1.27.

☐ A check or money order is enclosed to cover the filing fees.

☒ The Director is hereby authorized to charge filing fees, or credit any overpayment to Deposit Account Number:

19-4516

FILING FEE  
AMOUNT (\$)

\$160.00

☒ Payment by credit card. Form PTO-2038 is attached.

The invention was made by an agency of the United States Government or under a contract with an agency of the United States Government

☒ No

☐ Yes, the name of the U.S. Government agency and the Government contract number are \_\_\_\_\_

Respectfully submitted,

[Page 1 of 2]

Date

8/9/2004

SIGNATURE

Wesley W. Whitmyer, Jr.

REGISTRATION NO.

33,558

TYPED or PRINTED NAME

Wesley W. Whitmyer, Jr.

(if appropriate)

TELEPHONE

203 324-6155

Docket Number:

04218-P0006A

**USE ONLY FOR FILING A PROVISIONAL APPLICATION FOR PATENT**

This collection of information is required by 37CFR 1.51. The information is required to obtain or retain a benefit by the public which is to file (and by the PTO to process) an application. Confidentiality is governed by 35 U.S.C. 122 AND 37 CFR 1.14. This collection is estimated to take 8 hours to complete, including gathering, preparing, and submitting the completed application to the USPTO. Time will vary depending upon the individual case. Any comments on the amount of time you require to complete this form and/or suggestions for reducing this burden, should be sent to the Chief Information Officer, U.S. Patent and Trademark Office, U.S. Department of Commerce, P.O. Box 1450.. DO NOT SEND FEES OR COMPLETED FORMS TO THIS ADDRESS, SEND TO: Mail Stop Provisional Application; Commissioner for Patents, P.O. Box 1450; Alexandria, VA 22313-1450

If you need assistance in completing the form, call 1-800-PTO-9199 and select option 2.

**PROVISIONAL APPLICATION COVER SHEET**  
**Additional Page**

PTO/SB/16 (05-03)

Approved for use through 04/30/2003. OMB 0651-0037

Patent and Trademark Office: U.S. DEPARTMENT OF COMMERCE

Under the Paperwork Reduction Act of 1995, no persons are required to respond to a collection of information unless it displays a valid OMB control number.

Docket Number	04218-P0006A
---------------	--------------

INVENTOR(S)/APPLICANT(S)		
Given Name (first and middle [if any])	Family or Surname	Residence (City and either State or Foreign Country)
Petra	TURANSKI	Susstedt 27305, Germany
Wilko	OESTEREICH	Bremen 28203, Germany
Thorsten	REINELT	Stohr-Varel 28816, Germany

Under the Paperwork Reduction Act of 1995, no persons are required to respond to a collection of information unless it displays a valid OMB control number.

**FEE TRANSMITTAL  
for FY 2003**

Effective 01/01/2003. Patent fees are subject to annual revision

☒ Applicant claims small entity status, See 37 CFR 1.27**TOTAL AMOUNT OF PAYMENT**

(\$) 160.00

**Complete if Known**

Application No.	- Pending
Filing Date	August 9, 2004
First Named Inventor	Rainer Mueller, et al.
Examiner Name	
Art Unit	
Attorney Docket Number	04218-P0006A WWW/DWA

**METHOD OF PAYMENT (check all that apply)**
☐ Check ☒ Credit Card ☐ Money ☐ Other ☐ None  
☐ Deposit Account order

Deposit Account Number 19-4516

Deposit Account Name St. Onge Steward Johnston &amp; Reens LLC

The Director is authorized to: (check all that apply)

☐ Charge fee(s) indicated below ☒ Credit any overpayments  
☒ Charge any additional fees(s) during the pendency of this application  
☐ Charge fees(s) indicated below, except for the filing fee to the above-identified deposit account
**FEE CALCULATION****1. BASIC FILING FEE**

Large Entity		Small Entity		Fee Description	Fee Paid
Fee Code	Fee (\$)	Fee Code	Fee (\$)		
1101	770	2001	385	Utility filing fee	
1002	340	2202	170	Design filing fee	
1003	530	2003	265	Plant filing fee	
1004	770	2004	385	Reissue filing fee	
1005	160	2005	80	Provisional filing fee	
SUBTOTAL (1)				(\$)	160

**2. EXTRA CLAIMS FEES FOR UTILITY AND REISSUE**

Total Claims	-20**	Extra Claims	Fee from below	Fee Paid
			X	
Total Claims	-3**		X	
Multiple Dependent				

Large Entity		Small Entity		Fee Description	Fee Paid
Fee Code	Fee (\$)	Fee Code	Fee (\$)		
1201	18	2202	9	Claims in excess of 20	
1201	86	2201	43	Independent claims in excess of 3	
1203	290	2203	145	Multiple dependent claims, if not paid	
1204	86	2204	43	**Reissue independent claims over original patent	
1205	18	2205	9	**Reissue claims in excess of 20 over original patent	
SUBTOTAL (2)				(\$)	0

\*\* or number previously paid, if greater; For Reissues, see above

**FEE CALCULATION (continued)**

Large Entity		Small Entity		Fee Description	Fee Paid
Fee Code	Fee (\$)	Fee Code	Fee (\$)		
1051	130	2051	65	Surcharge - late filing for or oath	
1052	50	2052	25	Surcharge - late provisional filing or cover sheet	
1053	130	1053	130	Non-English specification	
1812	2,520	1812	2,520	For filing a request for <i>ex parte</i> reexamination	
1804	920*	1804	920*	Requesting publication of SIR prior to Examiner action	
1805	1,840*	1805	1,840*	Requesting publication of SIR after Examiner action	
1251	110	2251	55	Extension for reply within first month	
1252	40	2252	210	Extension for reply within second month	
1253	850	2253	475	Extension for reply within third month	
1254	1,450	2254	725	Extension for reply within fourth month	
1255	1,970	2255	985	Extension for reply within fifth month	
1401	330	2401	165	Notice of Appeal	
1402	330	2402	165	Filing brief in support of an appeal	
1403	290	2403	145	Request for oral hearing	
1451	1,510	1451	1,510	Petition to institute a public use proceeding	
1452	110	2452	55	Petition to revive - unavoidable	
1453	1,330	2453	665	Petition to revive - unintentional	
1501	1,330	2501	665	Utility issue fee (or reissue)	
1502	480	2502	240	Design issue fee	
1503	640	2503	320	Plant issue fee	
1460	130	1460	130	Petitions to the Commissioner	
1807	50	1807	50	Processing fee under 37 CFR 1.17(q)	
1808	180	1808	180	Submission of Information Disclosure Stmt	
8021	40	8021	40	Recording each patent assignment per property (times number of properties)	
1809	770	2809	385	Filing a submission after final rejection (37 CFR 1.129(a))	
1810	770	2810	385	For each additional invention to be examined (37CFR 1.129(b))	
1801	770	2801	385	Request for Continued Examination (RCE)	
1802	900	1802	900	Request for expedited examination of a design application	
Other fee (specify)					
SUBTOTAL (3)				(\$)	0

\*Reduced by Basic Filing Fee Paid

SUBMITTED BY St. Onge Steward Johnston &amp; Reens LLC

Complete (if applicable)

Name (Print/Type)	Wesley W. Whitmyer, Jr.	Registration No (Attorney/Agent)	33,558	Telephone	203 324-6155
Signature	<i>W. W. Whitmyer Jr.</i>	Date	8/9/2004		

WARNING: Information on this form may become public. Credit card information should not be included on this form. Provide credit card information and authorization on PTO-2038

This collection of information is required by 37 CFR 1.17 and 1.27. The information is required to obtain or retain a benefit by the public which is to file (and by the USPTO to process) an application. Confidentiality is governed by 35 U.S.C. 122 and 37 CFR 1.14. This collection is estimated to take 12 minutes to complete, including gathering of information, preparing and submitting the completed application form to the USPTO. Time will vary depending upon the needs of the individual case. Any comments on the amount of time you are required to complete this form and/or suggestions for reducing this burden should be sent to the Chief Information Officer, Patent and Trademark Office, U.S. Department of Commerce, P.O. Box 1450, Alexandria, VA 22313-1450. DO NOT SEND FEES OR COMPLETED FORM TO THIS ADDRESS. SEND TO: Commissioner for Patents, P.O. Box 1450, Alexandria, VA 22313-1450.

If you need assistance in completing the form, call 8-800-PTO-9199 and select option 2.

**DATA SHEET**

**OUR FILE: A 7567 /KK**

**KIND OF PROTECTION: Provisional Application**

**COUNTRY: U. S. A.**

**ASSIGNEE: Airbus Deutschland GmbH**  
Kreetslag 10  
21129 Hamburg  
Germany

**INVENTORS: Rainer MUELLER**  
Emsener Str. 16a  
21224 Rosengarten  
Germany  
(German citizenship)

**Petra TURANSKI**  
Kerchfeld 15  
27305 Susstedt  
Germany  
(German citizenship)

**Wilko OESTEREICH**  
Rreschkow Str. 13  
28203 Bremen  
Germany  
(German citizenship)

**Thorsten REINELT**  
Tempelweg 4  
28816 Stohr-Varel  
Germany  
(German citizenship)

**TITLE: Flugzeuggrumpf**

**Aircraft body**

**PRIOR APPLICATION:**

**FILING DATE: 05.01.2004**

**APPLICATION NO: 10 2004 001 078.1**

**COUNTRY: Germany**

**Flugzeugrumpf**

Die Erfindung bezieht sich auf einen Flugzeugrumpf gemäß dem Oberbegriff der Ansprüche 1 und 2. Der Flugzeugrumpf wird dermaßen konzipiert, dass ein Feuerübergreif der von außerhalb der Flugzeugumgebung auf den Rumpf einwirkenden Flammen eines Brandherdes ausgeschlossen wird. Das Rumpfkonzept berücksichtigt Werkstoffe oder Werkstoffkombinationen, die es kaum ermöglichen werden, den Schutz des Kabinenbereiches eines (notgelandeten) Flugzeuges vor einem Feuerübergreif von außerhalb der Flugzeugumgebung zu gefährden, weshalb eine Evakuierung der Passagiere aus dem Flugzeug deutlich erleichtert wird.

In der Vergangenheit waren Aluminiumstrukturen im Flugzeugbau sehr erfolgreich. Ohne darauf näher einzugehen, ist jedem Fachmann im Flugzeugbau, wenn nicht sogar dem interessierten Laien, der sich für den Flugzeugbau begeistert, bekannt, dass die traditionelle Bauweise eines Flugzeugrumpfes eine Rumpfaußenhaut berücksichtigt, auf nur Aluminium oder Aluminiumlegierungen verwendet. Dafür stellt der Stand der Technik entsprechende Vorbilder bereit. Durch Geschehnisse, die bedauerlicherweise auf Brandausbrüche infolge ausgetretenen Kerosins zurückgehen, das einem notgelandeten Flugzeug verloren gegangen ist, wurden Bedürfnisse geweckt, das wenigsten keine Passagiere und flugbegleitende Personen, die eine Notlandung überlebten, an der Flugzeug-Evakuierung durch Feuer und / oder (giftigen) Rauchausbruch behindert geschweige denn dadurch noch verunfallen könnten. Der Ruf nach einem (zumindestens) brandschutzsicherer ausgeführten Verkehrsflugzeug wurde immer deutlicher gehört, wenn auch zur Lösung diese Problems nur wenige Maßnahmen publiziert wurden.

Tatsache wird bleiben, dass im Brandfall eines auf dem Boden notgelandeten Flugzeuges aus letzterem austretendes und (entzündetes) brennendes Kerosin bewirken wird, dass sowohl die Aluminium-Zelle der Flugzeugstruktur als auch die Innenisolierung vollständig durch- bzw. abbrennt. Entsprechende Durchbrandtests mit Flugzeug-Rumpfstrukturen haben dem Beobachter die Tatsache(n) vermittelt, dass innerhalb einem Zeitrahmen von neunzig Sekunden sowohl die Aluminiumhaut der Außenhaut (Rumpfstruktur) eines Passagierflugzeuges als auch die Innenisolierung (und einschließlich die Innenverkleidung soweit) durchgebrannt ist, dass ein Flammendurchschlag in den Innenraum der Passagierkabine besteht. Diese gesammelte(n) Erkenntnis(se) werden jenen Beobachter sehr nachdenklich stimmen, weil auch er erkannt hat, dass damit eine Evakuierung aller verunfallten Personen und übrigen Flugpassagiere und -begleiter aus dem betroffenen Flugzeug oder der Eingriff von Rettungskräften der Feuerwehr sowie die Gewährleistung der ersten medizinischen Hilfe durch das medizinisches Personal sehr behindert wird, zumindestens erschwert wird.

- Nun offenbart die Druckschrift: „WO 00/75012 A1“ eine Lösung, mit der man jenem Brandausbruch in der geschilderten Notlage prophylaktisch begegnen kann. Diese Lösung bezieht sich auf eine Rumpfisolierung für einen Flugzeugrumpf, die mit „feuerhemmend“ angegeben wird. Diese Druckschrift offenbart ein Isolierpaket, welches innerhalb einem räumlichen Bereich, der zwischen der Rumpfinnenverkleidung und der Rumpfaußenhaut liegt, als primäre Isolierung angeordnet ist. Dabei wird jenes Isolierpaket bereichsweise durch eine Folie aus feuerhemmendem Material (engl. fire-blocking material) geschützt, wobei dieser feuerhemmend wirkende Folienbereich direkt (nach der Art eines Schutzschildes vor Feuer) der Außenhaut des Flugzeugrumpfes zugewandt ist. Ungeachtet dessen, dass mit diesem Vorschlag nur ein unzureichender Schutz des Isolierpaketes und auch des Rumpfinnenbereiches vor auftretendem Feuer gewährt werden kann, da während einer Feuerkatastrophe die Flammen des Feuers, die eben von außerhalb des Flugzeuges durch eine beschädigte Außenhaut hindurchtreten und sich kurzzeitig später an der Innenisolierung nähren werden, also auch durch die (nur) feuerhemmend, aber nicht feuerbeständig ausgebildete Folie bei dauerhafter Feuerbeanspruchung treten werden, wird durch die beabsichtigte bereichsweise Anordnung einer nur feuerhemmenden Folie gegenüber dem Rumpfinnenbereich keine ausreichende brandschutztechnische Sicherheit bestätigt werden können. Auch werden druckschriftlich entsprechende Befestigungselemente zur Befestigung der Rumpfisolierung vorgeschlagen, die zumeist aus Kunststoff(en), beispielsweise aus einem Polyamid, bestehen. Hinsichtlich weitere Maßnahmen, die dem prophylaktischen Brandschutz zugänglich sind, die auf die brandschutztechnische Gestaltung des Flugzeugrumpfes und darüber hinaus auf die Rumpfaußenhaut gerichtet sind, werden druckschriftlich nicht erwähnt.

Demzufolge liegt der Erfindung die Aufgabe zugrunde, eine Rumpfaußenhaut eines Flugzeugrumpfes ~~dermaßen brandschutztechnisch zu verbessern, dass ein hohes Durchbrandverhalten der Haut erreicht wird.~~

- 5 Diese Aufgabe wird durch die in den Ansprüchen 1 und 2 angegebenen Maßnahmen gelöst. In den weiteren Ansprüchen werden zweckmäßige Ausgestaltungen und Weiterbildungen dieser Maßnahmen angegeben.



Die Erfindung ist in einem Ausführungsbeispiel anhand der beigelegten Zeichnungen näher beschrieben. Es zeigen

Fig. 1 einen Flugzeugrumpf eines Verkehrsflugzeuges mit Darstellung von Elementen der Rumpfstruktur und der Innenausstattung;

Fig. 2 einen ausgewählten Bereich der Außenhaut und weiteren Bauelementen der Rumpfstruktur.

In der Fig. 1 wird der Auszug eines Rumpfquerschnittes eines Passagierflugzeuges dargestellt, der sich auf einen Ausschnittbereich einer Flugzeugpassagierkabine 1 beschränkt. Diese Anordnung, die einem Fachmann im Flugzeugbau geläufig sein dürfte, offenbart Relationen, aus denen der Betrachter erkennen wird, dass eine (traditionell verwendete) brennbare Innenverkleidung 3 sehr nah (rumpfnah) an der Außenhaut 2 angeordnet ist, welche im installierten Zustand mit der Außenhaut 33 einen Zwischenraum 19 einschließt, innerhalb dem die (in der Fig. 1 nicht gezeigte) Rumpfisolierung installiert wird. Sofern in dieser Konfiguration eine Außenhaut 2 installiert wird, die traditionell mit einem Aluminium-Werkstoff oder einer Aluminium-Legierung realisiert ist, wird jener Betrachter das Ausmaß eines Feuerkatastrophenfalls, der eingangs beschrieben wird, erwägen können. Deswegen wird die nachfolgende Lösung vorgeschlagen, damit dieses Problem der Vergangenheit angehören kann, sofern der Flugzeughersteller auf Kundenwunsch von dieser Lösung entsprechenden Gebrauch machen wird. Auf eine Beschreibung der weiteren Teile und Elemente der Innenausstattung und der Rumpfstruktur, die in der Fig. 1 dargestellt und (nach deren Vorbild) einer Flugzeug-Passagierkabine 21 integriert sind, wird verzichtet, weil sie für die Lösung der eingangs angegebenen Problemstellung unerheblich sind.

In der Fig. 2 wird nun ein Ausschnitt eines Hautfeldes der Außenhaut 2 gezeigt, die am Stringer 8 gefügt ist. Das Hautfeld beschränkt sich auf jenen Hautbereich, den zwei stringerbefestigte Spante 6, 7, die lotrecht zur Rumpflängsachse gerichtet sind, eingrenzen. Der Vollständigkeit halber wird erwähnt, dass die Außenhaut 2, der (die) Stringer 8 und die Spante 6, 7 Bestandteile des Festigkeitsverbandes des Rumpfwerkes sind und an dessen Kräfteaufnahme beteiligt sind, wobei die Außenhaut 2 aus jeweils unterschiedlichen Werkstoffen, i. d. R. aus dem erwähnten Werkstoff: „Aluminium oder Aluminium-Legierung“, besteht, deren Bauweise schubsteif ist. Die Außenhaut 2 ist als tragendes Element in den Festigkeitsverband zur Aufnahme und Übertragung der auf sie einwirkenden Kräfte und Momente einbezogen.

Die vorgeschlagene Lösung verfolgt das Konzept eines prophylaktischen Brandschutzes für ein Flugzeug, um mit einem bezweckten hohen Durchbrandverhalten der Außenhaut 2 den technischen Brandschutz eines zivilen oder militärischen Flugzeuges bzw. in der Hauptsache eines Passagierflugzeuges dramatisch zu erhöhen, damit jene eingangs geschilderte Situation eben nicht zur Katastrophe, bspw. nach dem Zeitpunkt einer erfolgreichen Notlandung eines Flugzeuges, auswächst.

Der Lösungsvorschlag basiert A) auf einen Werkstoffeinsatz für die Außenhaut 2, die mit einem durchbrandsicheren (blechtafelartigen) Halbzeug aus einem nichtmetallischen Werkstoff oder einem feuerfesten metallenen Werkstoff, wobei das Halbzeug sich durch weitere Bearbeitung umformen lassen wird, um die nach innen gewölbte Kontur der Rumpfhaut 2 umzusetzen.

5

Anderenfalls wird B) vorgeschlagen, dass die Außenhaut 2 durch die Kombination eines Halbzeuges aus einem nichtmetallischen Werkstoff und einem Metallwerkstoff realisiert ist. Das produzierte Außenhautprodukt jener Werkstoffkombination ist ein Hybridwerkstoff, der sich durch weiter  
10 Bearbeitung umformen und fügen lassen wird. Diese Werkstoffkombination ist durch einen aus Kohle- und Glasfasern (bei einer Mischfaser-Architektur) oder nur Kohle- oder Glasfasern und / oder Keramikfasern bestehenden nichtmetallischen Werkstoff und einen Metallwerkstoff verwirklicht, wobei der Metallwerkstoff aus einem Aluminium oder einem Titan oder einer Aluminium- oder Titanlegierung besteht. Die gewünschte Anordnung ist einer Harzschicht geschichtet oder einem Harz gebettet. Das  
15 erhaltene Außenhautprodukt jener Werkstoffkombination besitzt einen Sandwich-Aufbau. Dieser Sandwich-Aufbau ist mit einem Composite-Werkstoff (Verbundwerkstoff) und dem genannten Metallwerkstoff schichtenartig (folienartig) verklebt, mit dem ein durchbrandsicheres Verhalten der Außenhaut gegenüber dauerhaft einwirkenden Flammen eines Feuers realisiert ist. Außerdem besteht die Möglichkeit, dass der Sandwich-Aufbau mit einem Glare-Werkstoff realisiert ist, dessen  
20 Durchbrandverhalten hoch ist.

Zurückkommend auf jene Maßnahmen A) und B) wird erweitert, dass zur Fertigung der Außenhaut 2 [respektive: zur Bearbeitung des Halbzeuges] ein nichtmetallischer Werkstoff verwendet wird, der aus  
25 einem Kohlefaser-Werkstoff oder einem Glasfaser-Werkstoff oder einem Keramikfaser-Werkstoff oder einem Silikat-Faser-Werkstoff bestehen wird. Auch wäre zu beachten, dass bei der Fertigung der Außenhaut (2) nach B) eine Werkstoffkombination aus den verschiedenen nichtmetallischen Werkstoffen berücksichtigt ist. Dabei ist vorgesehen, dass der nichtmetallische Werkstoff mit Kunststoffen, die mit Glas- oder Kunststofffasern (einem GFK und / oder CFK-Werkstoff) verstärkt sind, realisiert ist. Dabei kann die erwähnte Werkstoffkombination durch einen GFK- oder CFK-  
30 Werkstoff und einem Aluminium oder Titan oder deren Legierungen verwirklicht ist.

Bei dem genannten Composite-Werkstoff handelt es sich um einen hitzefesten Verbundwerkstoff, dessen Verhalten hinzukommend temperaturbeständig und zugfest ist. Es wird vorgeschlagen, dass jener hitzefeste Werkstoff mit Kohlenstofffasern, denen ein Stoff einer Nitrid- oder Karbid-Verbindung,  
35 bspw. Siliziumkarbid, Siliziumnitrid oder Bornitrid, beschichtet ist, und einem Metall- oder Keramikwerkstoff, dem die beschichteten Kohlenstofffasern eingebettet sind, realisiert ist.

Hinzukommend wird ergänzt, dass der hinsichtlich A) erwähnte feuerfeste metallene Werkstoff mit einem Titan oder einer Titan-Legierung realisiert ist.

40

- Um das Konzept des (hier betrachteten) prophylaktischen Brandschutzes für ein Flugzeug abzurunden, wird C) hinzufügend vorgeschlagen, dass der äußeren Oberfläche der (durchbrandsicheren) Außenhaut 2, nämlich jener Hautbereich, der dem wetterbedingten Einfluss der Außenumgebung eines Flugzeuges ausgesetzt ist, eine plattenartige Beplankung 5 nach dem Vorbild der Fig. 2 gefügt ist. Diese Beplankung 5 soll ebenfalls mit jenem durchbrandsicheren Halbzeug aus einem nichtmetallischen Werkstoff oder einem feuerfesten metallenen Werkstoff verwirklicht sein. Anderenfalls besteht die Möglichkeit dass die Beplankung 5 nach B) durch die erwähnte Werkstoffkombination des Halbzeuges aus einem nichtmetallischen Werkstoff und einem Metallwerkstoff, deren produziertes Außenhautprodukt ein Hybridwerkstoff ist, verwirklicht ist, wobei die Beplankung sich auch durch weitere Bearbeitung umformen und fügen lässt. Die Beplankung 5 wird ein durchbrandsicher(er)es Verhalten besitzen, die sich außerdem der äußeren Kontur der Außenhaut 2 anpasst umformen lässt. Sie soll mit einem Glare-Werkstoff realisiert sein. Anderenfalls würde es zur Umsetzung des prophylaktischen Brandschutzes bereits genügen, der Außenhaut 2 eine ihrer Außenkontur angepasste Beplankung 5 zu fügen, natürlich gänzlich über die äußeren Oberfläche der Außenhaut 2 geschichtet. Bei dieser Annahme kann die Außenhaut 2 sogar mit einem Werkstoff, der mit einem Aluminium oder einer Aluminium-Legierung gegeben ist, verwirklicht sein, dem eben die durchbrandsichere plattenartige Beplankung gefügt ist.
- 10 Zusammenfassend wird jenem erwähnten Betrachter mitgeteilt, dass man den größten Schutz für ein Passagierflugzeug gegenüber Feuereinwirkung von außen durch einen durchbrandsicher gemachten Flugzeugrumpf realisiert wird. Ein durchbrandsicher Flugzeugrumpf ist der optimale Schutz gegenüber Feuereintritt in die Kabine, da er am weitesten vom rumpfintern eingerüsteten Passagiersitz entfernt ist und dort den Flammdurchschlag verhindert, wo er auch auftritt. Wird der Flugzeugrumpf nun aus durchbrandsicheren Werkstoffen (Materialien) hergestellt, wie es z. B. mit Kohlefaserstrukturen möglich ist, dann ist es auch nicht notwendig, durchbrandsichere Befestigungselemente für die Halterung einer zusätzlichen (hier nicht näher betrachteten: „Feuer Barriere“, die mit einer im Zwischenraum 4 angeordneten Rumpfisolierung, die vollkommen von einer durchbrandsicheren Folie aus einem feuerfesten Folienwerkstoff umhüllt ist, zu montieren. Die Funktion der sogenannten Feuer- Barriere sollte man als minimale Anforderung für die Rumpfstruktur definieren, weil dadurch keine gewichtserhöhenden, zusätzlichen Bauteile erforderlich werden, um die Durchbrandsicherheit sicher zu stellen, die wahrscheinlich aber nicht so hoch ausfallen wird, wie das mit dem vorgestellten Flugzeugrumpf der Fall sein wird.

Fortschrittliche, wirklich zuverlässig durchbrandsichere Flugzeuge können dadurch realisiert werden, indem die Außenhaut 2, die herkömmlich meistens aus einem circa 1,5 bis 3 mm dicken Aluminium-Blech bestehen, gegen durchbrandsichere Bleche der vorgestellten Art ersetzt wird.

Durchbrandsichere Außenhaut-Bleche können beispielsweise eben durch die folgenden Materialien realisiert werden:

- a) Kohlefaser-Werkstoffe (CFK) - bestehend aus Aramid,
- b) Glasfaser-Werkstoffe (GFK),
- c) Feuerfeste Metalle wie Titan,
- d) Keramikfaser-Werkstoffe und
- e) Silikat-Faser-Werkstoffe.

Diese Werkstoffe haben den Vorteil, dass sie gegenüber Aluminium einen deutlich höheren Schmelzpunkt aufweisen, als es beim Aluminium der Fall ist. Dadurch verhalten sich diese Werkstoffe im Brandfall deutlich beständiger.

Die unterschiedlichen Materialien können miteinander kombiniert werden, um bezüglich Verarbeitung, Festigkeit, Gewicht und Durchbrandverhalten optimale Eigenschaften zu erzielen. Man spricht dann von sogenannten „Composite-Werkstoffen“ oder „Sandwich-Aufbauten“. Dabei werden die verschiedenen Materialien geklebt miteinander verbunden. Werden auch hier Klebstoffe verwendet, die besonders temperaturbeständig sind, kann das Brandverhalten noch optimiert werden.

Die auf diese Weise hergestellten, durchbrandsicheren Bleche können dann wie herkömmliche Aluminium-Außenhaut-Bleche des Flugzeuges mit den Spanten 6, 7 und dem Stringer 8 vernietet werden.

Die für die besondere strukturelle Integrität des Flugzeugrumpfes verantwortlichen Versteifungselemente, genannt Stringer 8 und Spante 6, 7 können weiterhin aus herkömmlichen Werkstoffen (Aluminium) produziert werden, da sie bereits innenliegend von der Außenhaut 2 des Flugzeuges angeordnet sind und durch die durchbrandsichere Beplankung 5 vor den Flammen eines sogenannten „Post-Crash-Fires“ geschützt sind. Es ist trotzdem möglich, alle anderen Bauteile wie Stringer 8, Spante 6, 7 und Clips aus dem gleichen durchbrandsicheren Material herzustellen.

Folgende Vorteile der vorgestellten Lösung könnten erreicht werden. Gegenüber allen anderen Anordnungen einer Feuer-Barrier eines Passagierflugzeuges ist die Anwendung eines durchbrandsicheren Flugzeugrumpfes besonders effektiv. Es sind keine zusätzlichen Bauteile notwendig, was besonders kostengünstig und gewichtsneutral ist. Dabei wird der begleitende Passagier im Vergleich zu allen anderen vergleichbaren Lösungen optimal gegen Flammeintrag in die Kabine geschützt. Da die eigentliche Rumpfstruktur des Flugzeuges vor einem Durchbrand geschützt ist, wird verhindert, dass die traditionell an der Flugzeugzelle angebrachten Bauteile, wie beispielsweise die Innenverkleidung 3 und die Rumpfisolierung, im Brandfall auf die Passagiere fallen und selbige gefährden oder die Evakuierung behindern.

**Patentansprüche**

1. Flugzeugrumpf, dessen Rumpfstruktur neben anderen Bauelementen, die alle Bestandteile des Festigkeitsverbandes des Rumpfwerkes sind und an dessen Kräfteaufnahme beteiligt sind, eine Außenhaut (2) umfasst, die aus jeweils unterschiedlichen Werkstoffen bestehend ist, deren Bauweise schubsteif ist und die als tragendes Element in den Festigkeitsverband zur Aufnahme und Übertragung der auf sie einwirkenden Kräfte und Momente einbezogen ist, dadurch gekennzeichnet, dass die Außenhaut (2) mit einem durchbrandsicheren Halbzeug aus einem nichtmetallischen Werkstoff oder einem feuerfesten metallenen Werkstoff ausgeführt ist, wobei sich das Halbzeug durch weitere Bearbeitung umformen lässt.
2. Flugzeugrumpf, dessen Rumpfstruktur neben anderen Bauelementen, die alle Bestandteile des Festigkeitsverbandes des Rumpfwerkes sind und an dessen Kräfteaufnahme beteiligt sind, eine Außenhaut (2) umfasst, die aus jeweils unterschiedlichen Werkstoffen bestehend ist, deren Bauweise schubsteif ist und die als tragendes Element in den Festigkeitsverband zur Aufnahme und Übertragung der auf sie einwirkenden Kräfte und Momente einbezogen ist, dadurch gekennzeichnet, dass die Außenhaut (2) durch die Kombination eines Halbzeuges aus einem nichtmetallischen Werkstoff und einem Metallwerkstoff verwirklicht ist und das produzierte Außenhautprodukt ein Hybridwerkstoff ist, der sich durch weiter Bearbeitung umformen und fügen lässt.
3. Flugzeugrumpf nach den Anspruch 2, dadurch gekennzeichnet, dass die Werkstoffkombination durch einen aus Kohle- und / oder Glasfasern und / oder Keramikfasern bestehenden nichtmetallischen Werkstoff und einen Metallwerkstoff, der aus einem Aluminium oder einem Titan oder einer Aluminium- oder Titanlegierung bestehend ist, verwirklicht ist, die einer Harzschicht geschichtet oder einem Harz gebettet sind.
4. Flugzeugrumpf nach den Ansprüchen 2 oder 3, dadurch gekennzeichnet, dass das erhaltene Außenhautprodukt jener Werkstoffkombination ein Sandwich-Aufbau ist, der mit einem Composite-Werkstoff, und dem Metallwerkstoff schichtenartig verklebt ist, mit dem ein durchbrandsicheres Verhalten der Außenhaut gegenüber dauerhaft einwirkenden Flammen eines Feuers realisiert ist.
5. Flugzeugrumpf nach den Ansprüchen 1 und 2, dadurch gekennzeichnet, dass zur Fertigung der Außenhaut (2) der aus einem Kohlefaser-Werkstoff oder einem Glasfaser-Werkstoff oder einem Keramikfaser-Werkstoff oder einem Silikat-Faser-Werkstoff bestehende nichtmetallische Werkstoff verwendet wird.
6. Flugzeugrumpf nach Anspruch 5, dadurch gekennzeichnet, dass bei der Fertigung der Außenhaut (2) eine Werkstoffkombination aus den verschiedenen nichtmetallischen Werkstoffen berücksichtigt ist.

7. Flugzeugrumpf nach den Ansprüchen 1 und 2, dadurch gekennzeichnet, dass der nichtmetallische Werkstoff mit Kunststoffen, die mit Glas- oder Kunststofffasern verstärkt sind, realisiert ist.
- 5 8. Flugzeugrumpf nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass der feuerfeste metallene Werkstoff mit einem Titan oder einer Titan-Legierung realisiert ist.
9. Flugzeugrumpf nach den Ansprüchen 3 und 7, dadurch gekennzeichnet, dass die Werkstoffkombination durch einen GFK- oder CFK-Werkstoff und einem Aluminium oder Titan oder deren Legierungen verwirklicht ist.
- 0 10. Flugzeugrumpf nach Anspruch 4, dadurch gekennzeichnet, dass der Composite-Werkstoff ein hitzefester Verbundwerkstoff ist, dessen Verhalten hinzukommend temperaturbeständig und zugfest ist.
- 5 11. Flugzeugrumpf nach Anspruch 10, dadurch gekennzeichnet, dass der hitzefeste Werkstoff mit Kohlenstofffasern, denen ein Stoff einer Nitrid- oder Karbid-Verbindung beschichtet ist, und einem Metall- oder Keramikwerkstoff, dem die beschichteten Kohlenstofffasern eingebettet sind, realisiert ist.
- 20 12. Flugzeugrumpf nach den Ansprüchen 4 und 10, dadurch gekennzeichnet, dass der Sandwich-Aufbau mit einem Glare-Werkstoff realisiert ist, dessen Durchbrandverhalten hoch ist.
- 25 13. Flugzeugrumpf nach den Ansprüchen 1 und 2, dadurch gekennzeichnet, dass der äußeren Oberfläche der Außenhaut (2), die dem wetterbedingten Einfluss der Außenumgebung eines Flugzeuges ausgesetzt ist, eine plattenartige Beplankung (5) gefügt ist, die mit dem durchbrandsicheren Halbzeug aus einem nichtmetallischen Werkstoff oder einem feuerfesten metallenen Werkstoff verwirklicht ist, oder durch die Werkstoffkombination des Halbzeuges aus einem nichtmetallischen Werkstoff und einem Metallwerkstoff, deren produziertes Außenhautprodukt ein Hybridwerkstoff ist, verwirklicht ist, wobei die Beplankung sich durch weitere Bearbeitung umformen und fügen lässt.
- 30 14. Flugzeugrumpf nach Anspruch 13, dadurch gekennzeichnet, dass das Verhalten der Beplankung durchbrandsicher ist, die der äußeren Kontur der Außenhaut (2) angepasst ist.
- 35 15. Flugzeugrumpf nach Anspruch 14, dadurch gekennzeichnet, dass das die Beplankung mit jenem Glare-Werkstoff realisiert ist.
- 40 16. Flugzeugrumpf nach den Ansprüchen 13 bis 15, dadurch gekennzeichnet, dass die Außenhaut (2) mit einem Werkstoff, der mit einem Aluminium oder einer Aluminium-Legierung gegeben ist, verwirklicht ist, dem die plattenartige Beplankung gefügt ist.

## **Zusammenfassung**

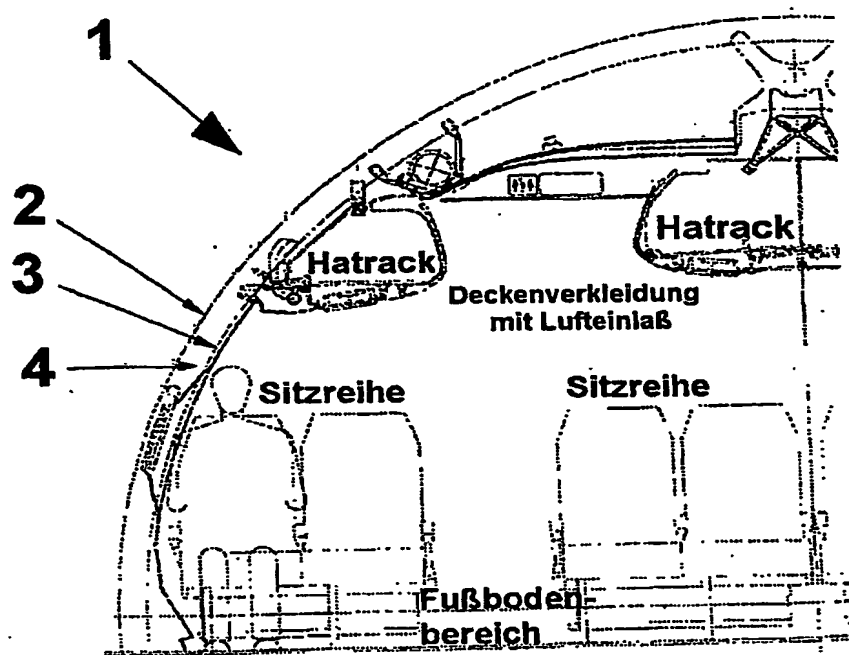
### **Flugzeugrumpf**

- 5 Die Erfindung bezieht sich auf einen Flugzeugrumpf gemäß dem Oberbegriff der Ansprüche 1 und 2. Der Flugzeugrumpf wird dermaßen konzipiert, dass ein Feuerübergreif der von außerhalb der Flugzeugumgebung auf den Rumpf einwirkenden Flammen eines Brandherdes ausgeschlossen wird. Das Rumpfkonzepkt berücksichtigt Werkstoffe oder Werkstoffkombinationen, die es kaum ermöglichen werden, den Schutz des Kabinenbereiches eines (notgelandeten) Flugzeuges vor einem
- 0 Feuerübergreif von außerhalb der Flugzeugumgebung zu gefährden, weshalb eine Evakuierung der Passagiere aus dem Flugzeug deutlich erleichtert wird. Es wird beabsichtigt, dass eine Rumpfaußenhaut eines Flugzeugrumpfes dermaßen brandschutztechnisch verbessert wird, dass ein hohes Durchbrandverhalten der Haut erreicht wird.
- 15 Ein Flugzeugrumpf, dessen Rumpfstruktur neben anderen Bauelementen, die alle Bestandteile des Festigkeitsverbandes des Rumpfwerkes sind und an dessen Kräfteaufnahme beteiligt sind, umfasst eine Außenhaut, die aus jeweils unterschiedlichen Werkstoffen bestehend ist, deren Bauweise schubsteif ist und die als tragendes Element in den Festigkeitsverband zur Aufnahme und Übertragung der auf sie einwirkenden Kräfte und Momente einbezogen ist. Die Außenhaut ist mit einem
- 20 durchbrandsicheren Halbzeug aus einem nichtmetallischen Werkstoff oder einem feuerfesten metallenen Werkstoff ausgeführt, wobei sich das Halbzeug durch weitere Bearbeitung umformen lässt. Anderenfalls ist die Außenhaut durch die Kombination eines Halbzeuges aus einem nichtmetallischen Werkstoff und einem Metallwerkstoff verwirklicht, wobei das produzierte Außenhautprodukt ein
- 25 Hybridwerkstoff ist, der sich durch weiter Bearbeitung umformen und fügen lässt.

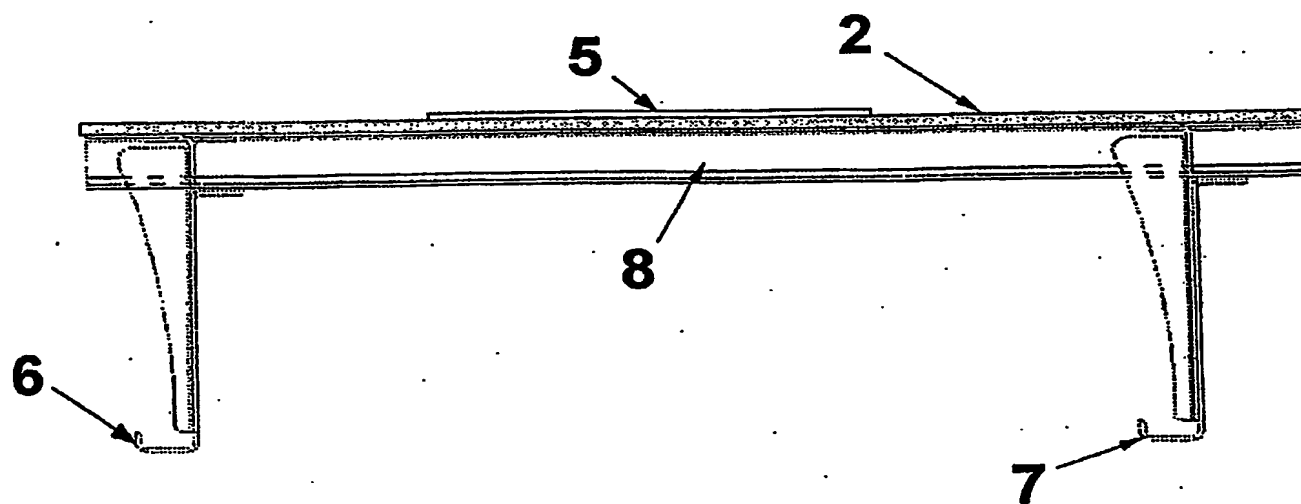
**Bezugszeichen**

- 1 Flugzeugpassagierkabine
- 2 Außenhaut (des Flugzeugrumpfes)
- 3 Innenverkleidung
- 4 Zwischenraum
- 5 Beplankung
- 6, 7 Spant
- 8 Stringer





**Fig. 1**



**Fig. 2**

# Document made available under the Patent Cooperation Treaty (PCT)

International application number: PCT/EP05/000038

International filing date: 05 January 2005 (05.01.2005)

Document type: Certified copy of priority document

Document details: Country/Office: US  
Number: 60/600 105  
Filing date: 09 August 2004 (09.08.2004)

Date of receipt at the International Bureau: 04 May 2005 (04.05.2005)

Remark: Priority document submitted or transmitted to the International Bureau in compliance with Rule 17.1(a) or (b)



World Intellectual Property Organization (WIPO) - Geneva, Switzerland  
Organisation Mondiale de la Propriété Intellectuelle (OMPI) - Genève, Suisse

**This Page is Inserted by IFW Indexing and Scanning  
Operations and is not part of the Official Record.**

**BEST AVAILABLE IMAGES**

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:

- ☒ **BLACK BORDERS**
- ☐ **IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES**
- ☐ **FADED TEXT OR DRAWING**
- ☐ **BLURRED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING**
- ☐ **SKEWED/SLANTED IMAGES**
- ☐ **COLOR OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS**
- ☐ **GRAY SCALE DOCUMENTS**
- ☒ **LINE(S) OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT**
- ☒ **REFERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY**
- ☐ **OTHER: \_\_\_\_\_**

**IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.**

**As rescanning these documents will not correct the image problems checked, please do not report these problems to the IFW Image Problem Mailbox.**